

EL VUELO DE LA SÁMARA DEL FRESNO

F.L. Porritiello, V. Nadal Mora y J. Piechocki
UIDET-GTA-GIAI - Departamento de Aeronáutica - Facultad de Ingeniería
- UNLP
Calle 116 e/ 47 y 48 - (1900)
La Plata - Provincia de Buenos Aires – Argentina.
Email: f.l.porritiello@gmail.com

RESUMEN

El objetivo principal del presente trabajo es caracterizar el vuelo de la sámara del fresno. A tal fin se realizaron experimentos en los cuales se estudió el vuelo de la sámara. Se determinaron: la geometría de la sámara, los momentos de inercia principales y los coeficientes aerodinámicos a partir de una modelización de la sámara, las velocidades de caída, de rotación y el ángulo de nutación.

Por otra parte se realizaron simulaciones numéricas del vuelo. Se introdujeron en un simulador las características inerciales y aerodinámicas, y se obtuvieron magnitudes como el ángulo de precesión, el ángulo de nutación, el ángulo de rotación propia, las velocidades angulares según la terna ejes cuerpo y los desplazamientos.

Se compararon los resultados de los experimentos con los de las simulaciones y se concluyó al respecto.

Se entiende que el presente estudio caracteriza el vuelo de la sámara en virtud de haberse determinado los parámetros que lo describen.

Palabras clave: Sámara, autorrotación, pararrotos, simulaciones, validación.

INTRODUCCIÓN

La sámara es un tipo de semilla sobre el que crece una extensión de tejido membranoso en forma de ala, la que hace posible la rotación en torno al centro de masas del cuerpo al caer este del árbol. Esta rotación desacelera la caída de la sámara, lo que permite que el viento la aleje del árbol madre. Este fenómeno es altamente beneficioso frente a la competencia por luz y agua, fundamentales para los procesos fotosintéticos y de alimentación de las plantas. De esta manera los futuros ejemplares de la especie se aseguran una mayor probabilidad de subsistencia al no tener que competir por la luz con un árbol adulto.

Cuando la semilla cae, por acción únicamente de la gravedad, lo hace inmersa en el seno de un fluido, la atmósfera, y experimenta sobre sí la acción de una fuerza que tiene el origen en la rotación de la pala. La sámara desciende en régimen de autorrotación, en virtud de que la energía que requiere para su rotación la extrae del fluido. A los dispositivos que trabajan en dicho régimen se los conoce como pararrotos.

Los fenómenos de autorrotación fueron observados y estudiados a partir de demostraciones de la naturaleza y hoy día tienen aplicaciones tecnológicas diversas. Gobiernan el campo de las sondas de mediciones atmosféricas, Nadal Mora [1], recuperadores en vehículos de reingreso en la atmósfera, y en la industria militar. Se han desarrollado numerosos trabajos de investigación sobre el vuelo de las sámaras.

En el presente trabajo se ha caracterizado experimentalmente y por medio de simulación numérica el vuelo de la sámara del fresno.

PARTE EXPERIMENTAL

Metodología

Se realizó la recolección de un conjunto de sámaras de fresno para poder realizar una serie de mediciones que permitan caracterizar su vuelo.

Luego de establecer un modelo matemático de la dinámica del vuelo de la sámara e identificar las principales variables que lo gobiernan, se relevaron magnitudes geométricas y másicas en las sámaras.

Posteriormente se pesaron las sámaras enteras, y luego separando la semilla del ala, de donde se adopta una distribución de 73,4 % de la masa sobre la semilla, y un 26,6 % sobre el ala, a partir del valor promedio para la muestra analizada.

Sobre un nuevo lote de sámaras, que fue el utilizado para los ensayos, se realizó un relevamiento dimensional y de masa, como se muestra en las Tabla 2. La nomenclatura utilizada se especifica en la Figura 1.

Tabla 1: Relevamiento de masa total, y distribución según el patrón establecido.

Sámara	Masa total, <i>mt</i> , g	Masa de la semilla, <i>ms</i> , g	Masa del ala, <i>ma</i> , g
1	0,0576	0,0423	0,0153
2	0,0456	0,0335	0,0121
3	0,0182	0,0134	0,0048
4	0,0405	0,0298	0,0108
5	0,0488	0,0358	0,0130
6	0,0428	0,0314	0,0114
7	0,0559	0,0410	0,0149
8	0,0509	0,0374	0,0135
9	0,0455	0,0334	0,0121
10	0,0457	0,0335	0,0122
11	0,0403	0,0296	0,0107

Tabla 2: Relevamiento de las dimensiones principales.

Sámara	Envergadura, mm	Semilla, mm	CM, mm	Cb/2, mm	Cr, mm	Espesor 1, mm	Espesor 2, mm
1	36,0	15,5	9,0	7,0	5,0	4,0	2,0
2	36,5	14,0	9,0	8,0	4,5	4,0	2,0
3	32,0	12,0	10,0	7,0	5,0	4,0	2,0
4	36,0	14,0	10,0	9,0	6,0	3,5	2,0
5	35,0	15,0	10,0	7,0	5,0	4,0	2,0
6	36,0	14,0	9,0	8,0	5,0	4,0	2,0
7	36,0	15,0	10,0	9,0	5,0	4,0	3,0
8	32,0	14,0	9,0	8,0	4,0	3,5	2,0
9	35,0	14,0	9,0	8,5	5,0	4,0	2,0
10	37,0	15,0	9,0	7,0	5,0	3,0	2,0
11	36,0	14,5	10,0	8,0	5,0	4,0	2,0

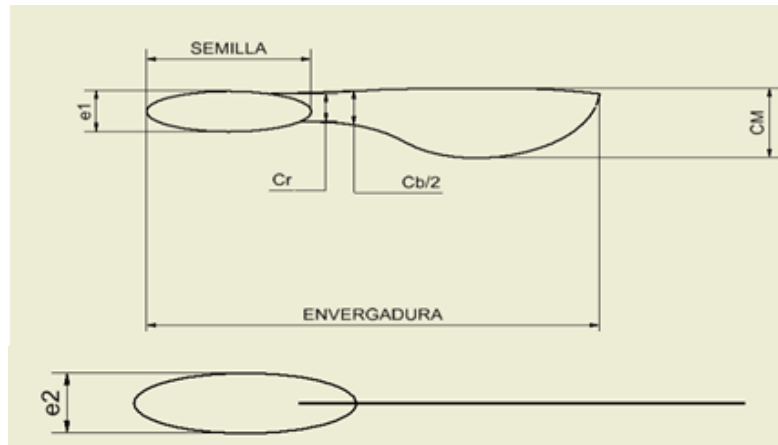


Figura 1: Nomenclatura de las dimensiones

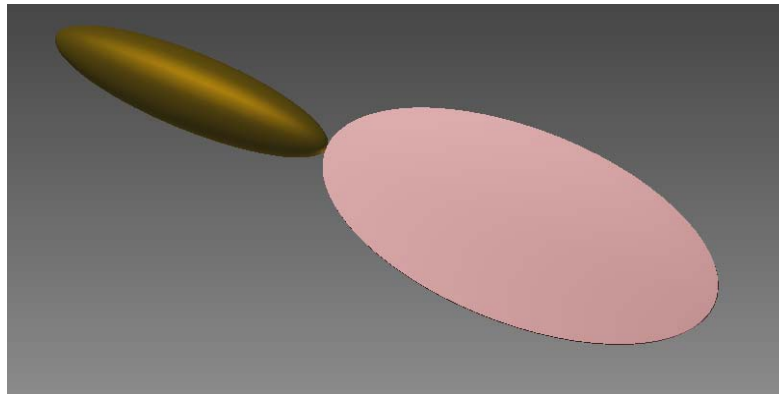


Figura 2: Modelo geométrico.

Se definió un modelo geométrico para la representación de la sámara, como se muestra en la Figura 2, seguidamente se realizó el modelado matemático para el cálculo de los momentos de inercia principales. Por otro lado se determinaron los coeficientes aerodinámicos de las palas y la ubicación del centro de presiones, esto último a partir de suponer una plataforma elíptica que opera a pequeño número de Reynolds con un alargamiento alrededor de 3. Estos últimos calculados sobre la metodología presentada por E.V. Latoine [2]. Esta formulación es aplicable a alas con alargamientos finitos y contempla correcciones empíricas por distribución de sustentación no elíptica, adoptándose además un comportamiento lineal del coeficiente de sustentación con el ángulo de ataque, C_{La} , que se muestra en la ecuación siguiente en función de la relación de alargamiento de la planta alar, A .

$$C_{L\alpha} = \frac{2\pi A}{2 + \sqrt{4 + A^2}}$$

Para la resistencia aerodinámica, C_D , se consideraron las componentes propias de fricción con la atmósfera, C_{Dpiel} , la producida por las estructuras vorticosas, C_{Dforma} , y la de sustentación, C_{Di} .

$$C_D = C_{Dpiel} + C_{Dforma} + C_{Di}$$

Para el estudio de la resistencia de piel se tiene en cuenta que la sámara responde a la geometría de una placa plana.

Para el cálculo del coeficiente de fricción de la sámara se utilizará la teoría de la capa límite de acuerdo a Schlichting [3], en donde se expresa que el factor viene dado por la siguiente expresión, para un valor de número de Reynolds, Re , del orden de 10^3 , el factor de fricción adquiere un valor de 0,044.

$$c_f = \frac{1.328}{\sqrt{Re}}$$

$$Re = \frac{\rho \cdot U_{\infty} \cdot l}{\mu}$$

Donde ρ es la densidad del aire, U_{∞} es la velocidad de descenso de la sámara, l es la longitud característica de la planta alar, y μ es la viscosidad dinámica.

La resistencia de forma se puede encontrar tabulada para distintas geometrías por Hoerner [4]. Se optará por definir un C_{Dforma} de aproximadamente 1,2. Esta hipótesis se adopta fundamentada en que la nervadura del borde de ataque tiene un espesor relativo superior al del resto de la pala, con lo cual se supone que la geometría reproduce un cilindro con un tabique detrás.

Se presentan a continuación, del libro de Hoerner [4], las geometrías que se interpretan semejantes a la sámara, y los coeficientes de resistencia de forma asociados.

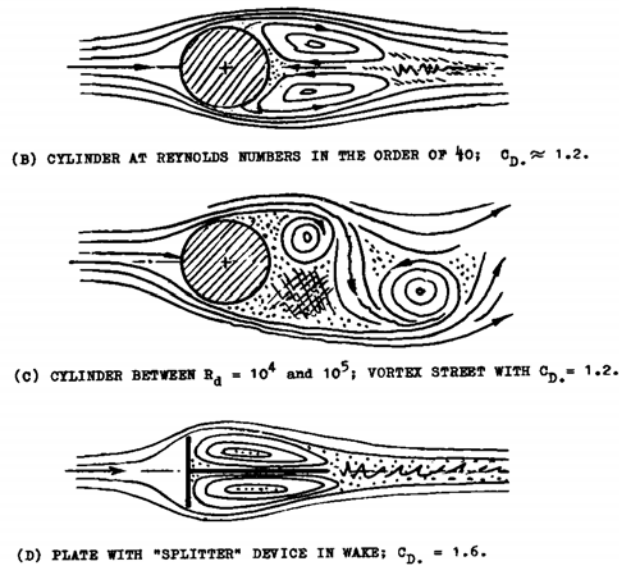


Figura 3: Coeficientes de fricción de forma, según estructuras vorticosas similares.

En la publicación de Latoine [2] se expresa que la resistencia inducida responde a la siguiente expresión, corregida por la influencia de la tridimensionalidad de una envergadura finita,

$$C_{Di} = \frac{C_L^2}{\pi A (1 + \tau)}$$

donde el factor τ , estudiado y publicado por Miyai and Kida [5], para una placa plana de forma elíptica, tiene la siguiente estructura.

$$\tau = \frac{6}{\pi^2 A} [\ln \pi A - 1]$$

Todos los cálculos fueron realizados bajo la hipótesis de que la velocidad relativa del aire no tiene componente sobre la dirección de la envergadura.

Análisis experimental

Se realizaron una serie de ensayos, que consistieron en filmar la caída de las sámaras con una cámara de alta velocidad (1.000 cuadros por segundo), sobre un trayecto vertical medido según se observa en la Figura 4, con el fin de medir velocidad de caída, la velocidad de rotación y el ángulo de nutación.

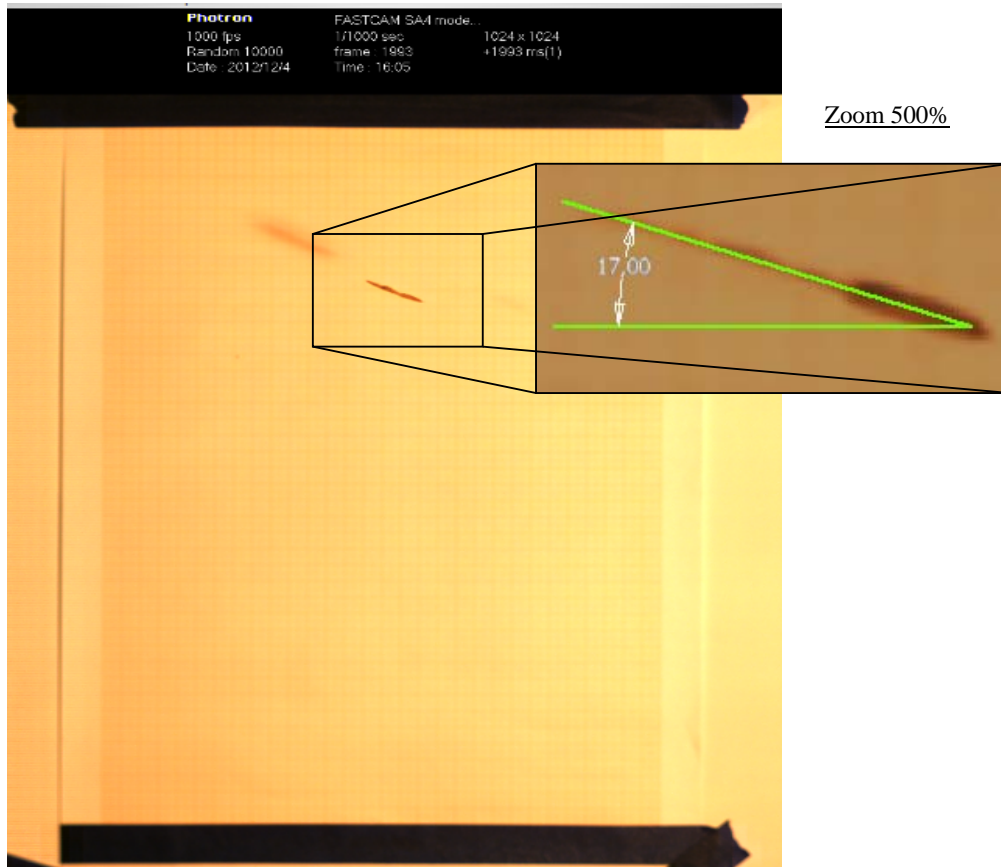


Figura 4: Disposición de los ensayos.

Para medir el valor de los ángulos de nutación se tomó el ángulo medio de cada caso en dos instantes de tiempo, bajo la hipótesis que el ángulo de nutación se mantiene aproximadamente constante en vuelo estacionario.

ANÁLISIS NUMÉRICO

Se construyó un modelo matemático para representar la dinámica del vuelo de la sámara. Se adaptó un simulador numérico, capaz de integrar y calcular las ecuaciones de dicho modelo, Piechocki [6].

Las variables de entrada al simulador son propiedades características del pararrotor, y condiciones iniciales propias de la caída de la sámara. A partir de estos datos, la dinámica, y la realimentación de las variables, el simulador calcula de forma iterativa las variables de estado.

Sobre los casos ensayados empíricamente se realizaron las simulaciones y se determinaron las evoluciones del ángulo de precesión, del ángulo de nutación, del ángulo de rotación propia, las velocidades angulares según la terna ejes cuerpo, las velocidades de traslación y los desplazamientos.

CONCLUSIONES.

En las tablas siguientes se presentan los principales resultados obtenidos de los ensayos y de las simulaciones.

En la Tabla 3 se realiza la comparación entre la velocidad de caída, obtenida mediante el medio experimental y el numérico. Dicha variable puede compararse directamente debido a su comportamiento constante luego de establecerse el régimen estacionario del vuelo.

Se establece una variación porcentual entre los resultados.

Tabla 3: Comparación de los resultados numéricos con las simulaciones, para la velocidad de caída.

Sámara	Experimental $V_z, m/s$	Simulación $V_z, m/s$	Variación sobre $V_z, \%$
1	0,88	0,88	0,0
2	0,78	0,78	0,0
3	0,59	0,45	25,0
4	0,63	0,67	5,0
5	0,76	0,83	9,0
6	0,61	0,80	25,0
7	0,90	0,80	11,0
8	0,86	0,90	5,0
9	0,74	0,80	7,5
10	0,76	0,80	5,0
11	0,64	0,70	9,0

En la Tabla 4 se detallan los resultados obtenidos para el ángulo de nutación mediante la experimentación y mediante el análisis numérico. Se observa, para esta serie de ensayos, que el valor del ángulo medido experimentalmente verifica el intervalo de valores que arroja el simulador numérico.

Si bien el método de medición experimental, como también el tamaño de la muestra, introducen incertidumbres en las mediciones que invitan a la realización de estudios más vastos, los presentes resultados permiten reconocer la aptitud de la simulación numérica para describir cualitativamente y cuantitativamente el comportamiento del desacelerador aerodinámico.

Tabla 4: Comparación de los resultados numéricos con las simulaciones, para el ángulo de nutación.

Sámara	Experimental θ_m, rad	Simulación $\theta = \theta_m \pm \theta_a, rad$	Variación sobre $\theta_m, \%$
1	0,17	$0,300 \pm 0,25$	45,0
2	0,35	$0,250 \pm 0,15$	40,0
3	0,40	$0,450 \pm 0,25$	20,0
4	0,40	$0,300 \pm 0,15$	25,0
5	0,10	$0,225 \pm 0,15$	55,0
6	0,22	$0,275 \pm 0,17$	25,0
7	0,23	$0,275 \pm 0,17$	15,0
8	0,12	$0,275 \pm 0,17$	60,0
9	0,24	$0,225 \pm 0,17$	5,0
10	0,30	$0,225 \pm 0,14$	25,0
11	0,30	$0,270 \pm 0,15$	2,0

En la Tabla 5 se muestran los valores obtenidos experimental y numéricamente para dos parámetros que se adoptan como equivalentes, la velocidad de rotación respecto al eje vertical de la terna inercial, y la velocidad de rotación respecto del eje **Z** de la terna móvil del modelo experimental. **El eje Z de la terna móvil es sobre el cual se establece la componente de mayor magnitud de las velocidades de rotación que posee la sámara, que se contrasta con la velocidad respecto del eje vertical de la terna inercial, que se releva experimentalmente.**

Tabla 5: Comparación de los resultados numéricos frente a las simulaciones, para la velocidad de rotación.

Sámara	Experimental $\omega_z, rad/s$	Simulación $\tau, rad/s$	Variación, %
1	143,4	75,0	48,0
2	96,3	80,0	16,6
3	68,1	50,0	26,5
4	87,4	70,0	20,0
5	147,4	84,0	43,0
6	107,6	80,0	25,0
7	118,6	75,0	36,0
8	160,8	86,0	46,0
9	118,9	85,0	28,0
10	104,3	80,0	23,0
11	94,1	75,0	20,0

La variación porcentual media de los ángulos de nutación entre los valores obtenidos de los ensayos y las simulaciones fue del 32%, mientras que la variación porcentual media frente a la velocidad de caída fue del 8,6%; en tanto que sobre la velocidad de rotación las diferencias medias fueron del 31%. La velocidad de rotación y el ángulo de nutación son las variables que presentan mayor variación

Con el objeto de disminuir la incertidumbre asociada a la contrastación realizada resultaría recomendable medir el ángulo de nutación medio sobre una cantidad mayor de casos, y sobre una mayor cantidad de instantes en el tiempo, considerando que se verifica que el parámetro posee variaciones considerables en cada revolución.

Con el objeto de obtener una comparación entre velocidades de rotación con menos fuentes de incertidumbre es recomendable comparar directamente idénticos parámetros mediante la transformación de los vectores al sistema de ejes cuerpo. Este parámetro se halla influenciado por la orientación del pararrotor. La dificultad reside en la medición de todos los parámetros de

orientación del pararrotor en el tiempo, que permita construir la matriz de transformación entre sistemas de ejes referencia.

Finalmente se puede concluir que en el presente trabajo se ha estudiado el vuelo de las sámaras del fresno. Se realizó una modelización de la sámara del fresno, y se puso a prueba estudiándolo numéricamente para comparar su desempeño, con información recopilada de un estudio experimental detallado.

Los resultados permiten evidenciar la capacidad del modelo de simulación numérica para estimar cualitativamente el vuelo de la sámara, de acuerdo a su modo de vuelo, Piechocki [5], y a su capacidad desaceleradora. De la misma manera se comprueba la consistencia del modelo físico adoptado para la caracterización de las sámaras. Futuras investigaciones podrían centrarse en campañas de medición más profundas y de un mayor número de parámetros, de manera que permita acotar las fuentes de error. Estas permitirían afianzar la validación de los modelos numéricos adoptados como también modificarlos para mejorar su capacidad de predicción.

REFERENCIAS

- [1] Vicente Nadal Mora, Comportamiento aerodinámico de sondas atmosféricas en entornos aeroportuarios, Tesis Doctoral de Universidad Politécnica de Madrid, 2005.
- [2] E. V. Latoine, Lift curve slope for a finite aspect ratio, University of California, 1989
- [3] H. Schlichting, Teoría de la capa límite, Universidad de Brunswick, 1951
- [4] S. Hoerner, Fluid Dynamic Drag, Publicación del autor, 1965.
- [5] T. Kida, Y. Miyai, An alternative treatment of Lifting-Line theory as a Perturbation Problem, ZAMP, 1978.
- [6] Joaquín Piechocki, Estudio de la dinámica de vuelo de un decelerador aerodinámico basado en el concepto de pararrotor, Tesis Doctoral de la Universidad Nacional de La Plata, 2011